

ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КА ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

Н.Л. СОКОЛОВ, *ст науч. сотрудник ЦУП ЦНИИМаш, канд. техн. наук*⁽¹⁾,
Д.А. ОРЛОВ, *инженер ЦУП ЦНИИМаш*⁽¹⁾

sokolov@mcc.rsa.ru, hause_of_god@bk.ru

⁽¹⁾ ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИМаш), 141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д.4 Тел.: 8 (495) 513 51 05, 8 (495) 513 52 90

Исследуются вопросы оптимального управления космическим аппаратом при спуске в атмосфере Марса. Решены вариационные задачи минимизации конечной скорости КА, минимизации максимальных значений температур и перегрузок на траекториях минимальной конечной скорости. Использовались необходимые условия оптимальности принципа максимума Понтрягина. Полученные результаты позволили выработать рекомендации по выбору проектно-баллистических характеристик КА. Установлено некоторое снижение минимальной конечной скорости при использовании двухпараметрического управления углами крена и атаки по сравнению с однопараметрическим управлением углом крена. Показано отсутствие эффективности двухпараметрического управления при минимизации максимальных температур и перегрузок. В связи с этим, учитывая сложности практической реализации управления углом атаки при полете КА в атмосфере, предпочтение следует отдать однопараметрическому управлению углом крена.

Ключевые слова: космический аппарат, оптимальное управление, аэродинамические формы, минимизация конечной скорости, минимизация максимальной температуры, проектно-баллистические характеристики.

Повышенный интерес к изучению Марса и его спутников со стороны космических агентств многих стран мира предопределил чрезвычайную важность определения рациональных схем реализации марсианских миссий, облика и тактико-технических характеристик создаваемых космических комплексов. Важное значение при решении указанных задач приобретает построение оптимального управления КА на различных участках полета, при котором обеспечивается наибольшая эффективность выполнения программ космических миссий.

В настоящей работе исследуется оптимальное управление КА на одном из наиболее важных этапов космических миссий – спуске в атмосфере Марса. Этот этап во многом является определяющим для успешной реализации экспедиции в связи с известными сложностями спуска КА в разреженной марсианской атмосфере, где имеет место высокая чувствительность влияния погрешностей координат входа аппарата в атмосферу на качественный характер траекторий полета и численные значения основных критериев оптимальности [1, 2].

В связи со специфическими особенностями полета КА в атмосфере Марса чрезвычайно важной задачей, наряду с проведенными в работе [3] исследованиями максимизации фи-

зически реализуемого коридора входа, является задача минимизации конечной скорости спускаемого аппарата при вводе в действие системы мягкой посадки [1]. Отметим, что в условиях низкой плотности атмосферы Марса в сочетании со сравнительно малыми скоростями входа КА в атмосферу, максимальные значения температуры и перегрузки будут существенно меньше, чем при спуске в атмосферах других планет. Несмотря на это, при оптимизации траектории спуска в атмосфере Марса необходимо учитывать ограничения как на максимально допустимые значения температуры в критической области поверхности КА, так и на максимальное значение перегрузки, а также на зоны бокового маневра, что является необходимым условием для посадки аппаратов в заданных районах поверхности планет. Перечисленные факторы существенно влияют на формирование облика спускаемого аппарата и на его массово-габаритный баланс. Это обуславливает необходимость решения задач оптимального управления с четко обозначенными ограничениями на траекториях параметров КА.

Постановка задачи оптимального управления

Движения КА в атмосфере Марса описываются системой дифференциальных уравнений по аналогии с работами [1,4]

$$\begin{aligned} dV/dt &= -\rho V^2 / 2P_x - \mu / r^2 \sin \theta, \\ d\theta/dt &= \rho VK_6 / 2P_x \cos \gamma - \\ &\quad - \mu / r^2 V \cos \theta + V/r \cos \theta, \\ d\varepsilon/dt &= \rho VK_6 / 2P_x \cos \theta \sin \gamma - \\ &\quad - V/r^2 V \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi, \\ dh/dt &= V \sin \theta, \end{aligned} \quad (1)$$

$$d\lambda/dt = V \cos \theta \cos \varepsilon / r \cos \varphi,$$

$$d\varphi/dt = V/r \cos \theta \sin \varepsilon,$$

$$P_x = m/C_x S, K_6 = C_y/C_x, r = R + h$$

где V – скорость КА,

θ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту,

ε – угол между проекцией вектора скорости на местный горизонт и местной параллелью, h – высота полета КА над поверхностью Марса,

λ и φ – планетоцентрические долгота и широта,

m – масса КА,

$R = 3395$ км – экваториальный радиус Марса,

ρ – плотность атмосферы,

$\mu = 42\,828,48$ км³/сек² – произведение постоянной притяжения на массу Марса,

P_x – приведенная нагрузка на лобовую поверхность КА,

K_6 – аэродинамическое качество,

C_x и C_y – аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы,

S – площадь миделева сечения КА,

γ – угол крена.

В связи с существующей неопределенностью плотности атмосферы Марса [1, 5], значительно влияющей на качественный характер движения КА, при исследовании управления аппаратом рассматривались минимальная, номинальная и максимальная ее модели. Для этих моделей плотность атмосферы ρ в зависимости от высоты полета КА определялась в соответствии с методикой, изложенной в работах [1, 6]. При решении вариационных задач использовался принцип «гарантированного обеспечения рассматриваемых экстремумов» в условиях возможных вариаций параметров атмосферы, т. е. выбирались те модели атмосферы, при которых реализуются наихудшие значения критериев оптимальности.

В ряде работ, посвященных исследованию движения КА в атмосфере, показана эффективность использования двухпараметрического управления [7–9]. По аналогии с этими работами будем считать, что управление КА в атмосфере осуществляется путем изменения углов крена γ и атаки α . Значения γ и α могут варьироваться в пределах

$$-\pi \leq \gamma \leq \pi, 0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max}. \quad (2)$$

Начальная точка траектории $t = t_0$ соответствует моменту входа КА в атмосферу Марса. При этом все значения параметров КА известны

$$\begin{aligned} V(t_0) &= V_0, \theta(t_0) = \theta_0, \varepsilon(t_0) = \varepsilon_0, \\ h(t_0) &= h_0, \lambda(t_0) = \lambda_0, \varphi(t_0) = \varphi_0. \end{aligned} \quad (3)$$

В конечной точке траектории $t = t_k$ (момент ввода в действие системы мягкой посадки) известны значения высоты полета КА

$$h(t_k) = 5 \div 9 \text{ км}. \quad (4)$$

Учитываются ограничения на максимальные значения перегрузки $n_{\max}$

$$n(t) \leq n_{\max} = 15 \text{ ед}. \quad (5)$$

Таким образом, сформулируем общую задачу оптимального управления: для процессов, описывающих динамику движения КА в атмосфере Марса (1), требуется определить программу управления эффективным аэродинамическим качеством $K_6 = K_{\alpha\varphi} \cos \gamma$, переводящую аппарат из начальной точки траектории (2) в конечную (4) при реализации экстремума критерия оптимальности J и учете ограничений (2), (5). Где J – это основной критерий оптимальности минимума конечной скорости $J = V_k = \min$.

Расчеты проводились для следующих форм КА, проектируемых для осуществления различных миссий зондирования атмосферы Марса: аппаратов сегментно-конической формы с максимальным аэродинамическим качеством $K_{\max} = 0,34$; типа «несущий корпус» с $K_{\max} = 1,5$; самолетной формы с $K_{\max} = 2,4$. Для таких форм зависимости аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы C_y, C_x , а также аэродинамического качества K от угла атаки α в соответствии с работой [1] приведены на рис. 1

Предполагалось, что спускаемые аппараты рассматриваемых аэродинамических форм могут осуществлять движение на учас-

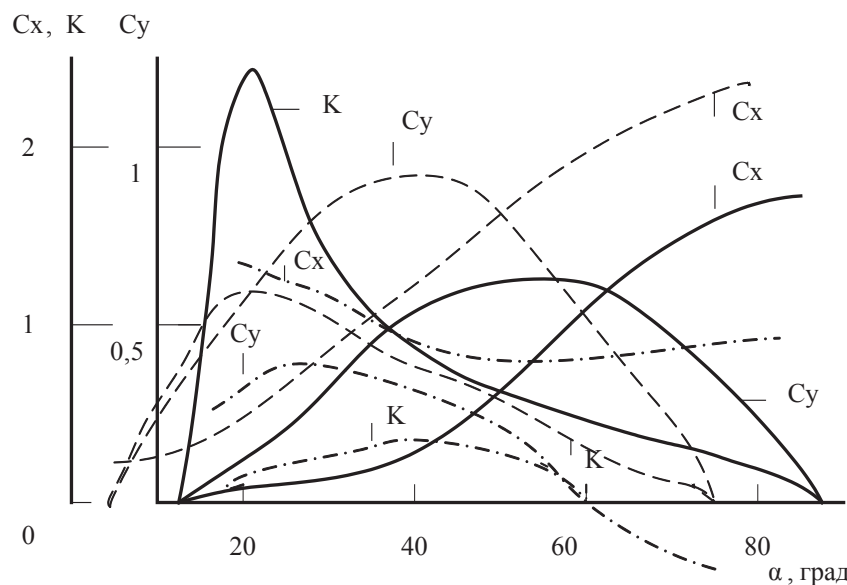


Рис. 1. Зависимости коэффициентов лобового сопротивления (C_x), подъемной силы (C_y) и аэродинамического качества (K), от угла атаки (α) ($M > 4$): сплошная линия – КА самолетной формы с; $K_{\max} = 2,4$; штриховая линия – КА типа «несущий корпус» с $K_{\max} = 1,5$; штрихпунктирная линия – КА сегментно-конической формы ($K_{\max} = 0,34$)

Fig. 1. The dependence of the coefficient of drag (C_x), lift (C_y) and aerodynamic efficiency (K), the angle of attack (α) ($M > 4$): solid line – KA airplane shape with; $K_{\max} = 2,4$; dashed line – KA type «lifting body» with $K_{\max} = 1,5$; dashed line – KA segment-conical shape ($K_{\max} = 0,34$)

тке полета в атмосфере во всем диапазоне балансирующих углов атаки, представленных на рис. 1.

Решение задач оптимального управления проводилось с использованием необходимых условий оптимальности принципа максимума Понтрягина [10]. При этом в качестве первого приближения для решения краевых задач использовались параметры движения КА и сопряженных переменных в конечных точках квазиоптимальных траекторий, рассчитанных в соответствии с аналитическим методом, подробно описанным в работе [11].

В качестве критериев оптимальности, кроме минимума конечной скорости КА, использовались минимумы максимальных значений температуры и перегрузки на траекториях минимальной конечной скорости, также максимум боковой дальности при полете аппарата на изоучастках.

Минимизация конечной скорости КА

Как было показано выше, при движении КА внутри области допустимых значений фазового пространства оптимальное управление углом крена γ при минимизации конечной

скорости $V_{\text{кmin}}$ состоит в однократном переключении угла крена с $\gamma = \pi$ на $\gamma = 0$.

Проведены расчеты значений минимальной конечной скорости $V_{\text{кmin}}$ при использовании описанной программы оптимального управления углом крена при условии полета КА с постоянными величинами угла атаки α .

Как следует из рассмотрения зависимостей, представленных на рис. 1, каждому конкретному углу атаки α соответствуют определенные значения аэродинамических коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления, а следовательно, и величины аэродинамического качества K_0 и приведенной нагрузки на лобовую поверхность P_x . При этом каждое сочетание переменных K_0 и P_x однозначно определяет значение минимальной конечной скорости спускаемого аппарата.

На рис. 2 приведены зависимости минимальной конечной скорости от угла атаки для различных аэродинамических форм КА. Показано, что зависимости $V_{\text{кmin}}(\alpha)$ имеют ярко выраженный минимум внутри диапазона изменения углов атаки. При переходе к рассмотрению КА с большими значениями

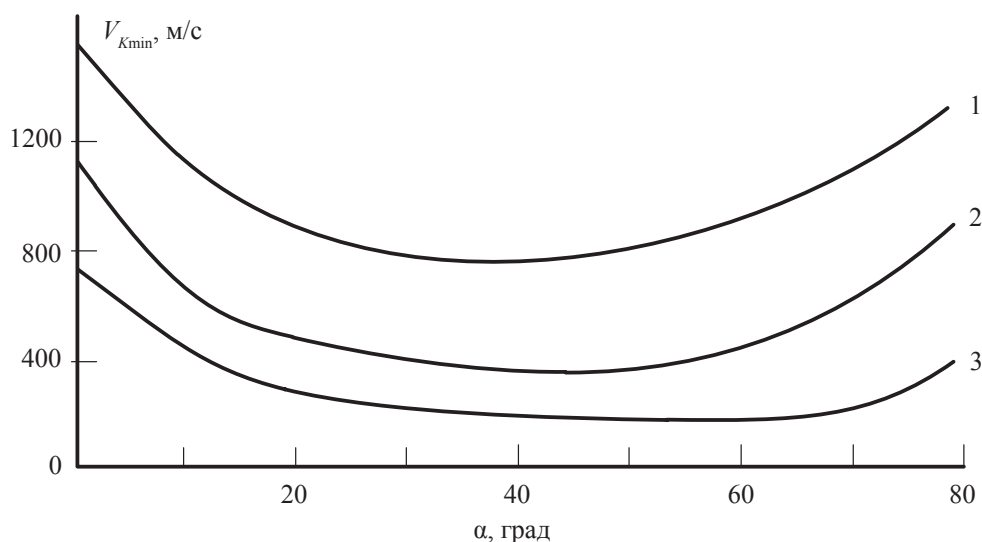


Рис. 2. Зависимость минимальной конечной скорости (V_{kmin}) от балансирующего угла атаки при оптимальном управлении углом крена ($P_x = 400 \text{ кг/м}^2$) 1 – КА с $K_{max} = 0,34$; 2 – КА с $K_{max} = 1,5$; 3 – КА с $K_{max} = 2,4$

Fig. 2. Dependence minimum final velocity (V_{kmin}) of a balancing angle of attack with optimal control of the roll angle ($P_x = 400 \text{ кг/м}^2$) 1 – КА with $K_{max} = 0,34$; 2 – КА with $K_{max} = 1,5$; 3 – КА with $K_{max} = 2,4$

максимального аэродинамического качества K_{max} величины V_{kmin} уменьшаются. Так, например, для КА сегментно-конической формы с $K_{max} = 0,34$ увеличение α от нулевого значения до $\alpha = 28^\circ$ приводит к снижению конечной скорости V_{kmin} при оптимальном управлении углом крена от 1300 м/с до 800 м/с. Последующее увеличение угла атаки до $\alpha = 80^\circ$ приводит к существенному росту значения V_{kmin} до 1400 м/с. Для КА типа «несущий корпус» ($K_{max} = 1,50$) при возрастании угла α от нуля до 40° конечная скорость снижается от 1100 м/с до 600 м/с, а затем, в процессе изменения α до 80° – увеличивается до 1050 м/с. При рассмотрении КА самолетной формы абсолютный минимум конечной скорости V_{kmin} составляет 250 м/с и достигается при $\alpha = 60^\circ$. Представленные результаты показывают, что для КА с большими значениями K_{max} минимум конечной скорости V_{kmin} достигается на больших значениях балансирующих углов атаки α .

Таким образом, проведенные исследования показывают, что значения минимальной конечной скорости V_{kmin} для всех рассматриваемых форм КА обеспечиваются при полете с углами атаки, превышающими значения, соответствующие максимальному

аэродинамическому качеству K_{max} . В связи с этим, с точки зрения обеспечения наиболее эффективного снижения конечной скорости, отсутствует необходимость движения КА с K_{max} . Объясняется это тем, что с изменением угла атаки α , приводящем к росту аэродинамического качества, происходит также увеличение коэффициента лобового сопротивления, оказывающего противоположное влияние на скорость V_{kmin} при оптимальном управлении.

Далее перейдем к рассмотрению двухпараметрического способа управления КА углами атаки и крена. Решение задачи будем проводить при условии представления зависимостей аэродинамических коэффициентов $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$ (рис. 1) в аналитическом виде. Так, в работе [1] показано, что для КА типа «несущий корпус» с достаточной степенью точности указанные зависимости могут быть аппроксимированы следующим образом

$$\begin{aligned} C_x(\alpha) &= 0,2 + 2,3 \sin^2(9/8 \alpha - 45/8), \\ C_y(\alpha) &= -0,1 + 2,3 \sin(9/8 \alpha - 45/8) \cos(9/8 \alpha - 45/8). \end{aligned}$$

Как и ранее, учитывалось свойство неединственности оптимальных траекторий, содержащих участки полета КА по границам допустимой области фазового пространства. В этом случае выведение КА на изовысотной

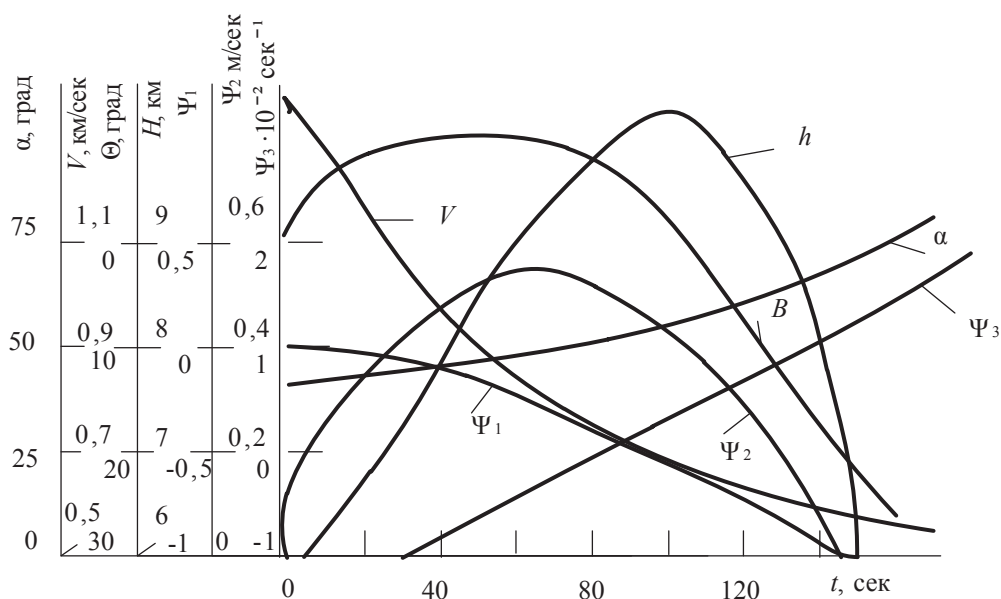


Рис. 3. Зависимости фазовых координат, сопряженных переменных и угла α от времени спуска при оптимальном управлении с помощью угла атаки ($P_x = 600 \text{ кг/м}^2$, $\gamma = 0$)

Fig. 3. Dependence of the phase coordinates, conjugate variables and the angle of descent α time with optimal control using the angle of attack ($P_x = 600 \text{ kg / m}^2$, $\gamma = 0$)

или изоперегрузочной режимы полета может проходить по различным траекториям без нарушения цели управления, т. е. при обеспечении минимального значения конечной скорости спуска. Это позволяет проводить решение вариационной задачи лишь на участке движения КА внутри допустимой области фазовых координат после схода спускаемого аппарата с изоучастков.

Качественный характер изменения траекторий спуска КА в атмосфере Марса и сопряженных переменных при оптимальном управлении можно продемонстрировать из рассмотрения данных, представленных на рис. 3. Показано, что после схода КА с изовысотного участка угол атаки α представляет собой монотонно возрастающую функцию от времени полета и достигает максимума в конце траектории спуска. Так, для КА с $K_{\max} = 1,5$ и $P_x = 600 \text{ кг/м}^2$ угол атаки α возрастает от 38° до 72° , а для КА $K_{\max} = 2,4$ и $P_x = 600 \text{ кг/м}^2$ угол α увеличивается от 58° до 85° . Указанное возрастание угла атаки на конечном участке спуска приводит к увеличению аэродинамического коэффициента лобового сопротивления и, следовательно, к более интенсивному гашению скорости движения КА.

В целом анализ численных результатов решения задач оптимального управления показал некоторое снижение конечной скорости при управлении углами атаки и крена по сравнению со способом однопараметрического управления углом крена. В этом случае, в зависимости от рассматриваемых проектно-баллистических характеристик спускаемого аппарата – значений аэродинамического качества и приведенной нагрузки на лобовое сопротивление – величина конечной скорости КА может быть уменьшена $\sim$ на 10–15 %.

Рекомендации по выбору проектно-баллистических характеристик КА

Использование разработанного метода определения оптимального управления дает возможность проведения ускоренного сравнительного анализа значений минимальной конечной скорости, рассчитанных для различных значений проектно-баллистических характеристик спускаемого аппарата и выработки рекомендаций по их выбору. Некоторые результаты расчетов представлены на рис. 4 и 5.

На рис. 4 для рассматриваемых трех типов КА представлены зависимости частного влияния нагрузки на лобовую поверхность P_x

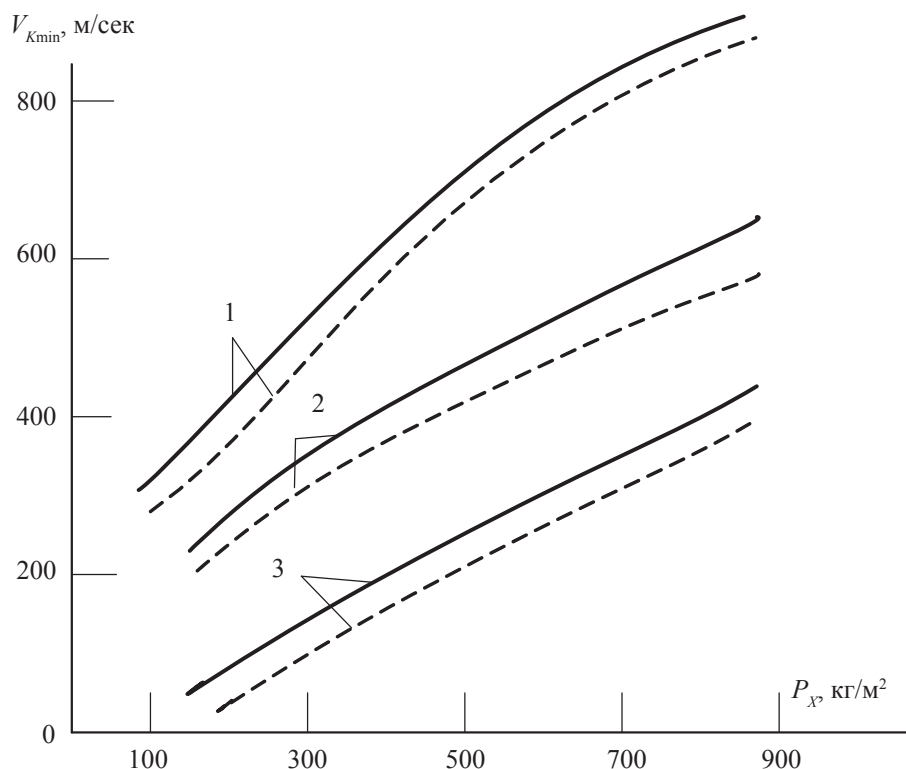


Рис. 4. Зависимости минимальной конечной скорости от нагрузки на любую поверхность при оптимальном управлении с использованием угла крена (сплошная линия) и при двухпараметрическом управлении (штриховая линия), $P_x = 400 \text{ кг/м}^2$: 1 – КА сегментно-конического типа ($K_{\max} = 0,34$); 2 – КА типа «несущий корпус» ($K_{\max} = 1,5$); 3 – КА самолетной формы ($K_{\max} = 2,4$)

Fig. 4. Dependencies minimum final velocity of the load on any surface in the optimal control using the roll angle (solid line) and two-parameter control (dashed line), $P_x = 400 \text{ кг/м}^2$: 1 – KA conical segment-type ($K_{\max} = 0,34$); 2 – KA type «lifting body» ($K_{\max} = 1,5$); 3 – KA airborne form ($K_{\max} = 2,4$)

на конечную скорость при одном из двухпараметрических при оптимальном управлении.

Видно, что скорость $V_{k\min}$ монотонно увеличивается с ростом P_x и с уменьшением максимального качества аппарата $K_{\max}$. Интенсивность увеличения $V_{k\min}$ возрастает при переходе от КА самолетных форм к аппаратам сегментно-конического типа. Например, при увеличении P_x с 200 до 800 кг/м^2 скорость $V_{k\min}$ возрастает на $\sim 200 \text{ м/сек}$ для КА с $K_{\max} = 2,4$ и на $\sim 500 \text{ м/сек}$ для КА с $K_{\max} \approx 0,34$. Необходимо подчеркнуть, что характер зависимостей $V_{k\min}(P_x)$ одинаков для обоих способов управления. При этом снижение минимальной конечной скорости при двухпараметрическом управлении углами крена и атаки не превышает 5÷10 % для всех рассматриваемых значений проектно-баллистических характеристик КА [5].

Представляется интересным рассмотрение вопроса о границах применимости того

или иного типа КА и значений приведенной нагрузки на лобовую поверхность. Так, если принять за предельно допустимые значения скорости в конце участка аэродинамического торможения $V_{k\min} \approx 700 \div 750 \text{ м/сек}$ ($\sim 3 \div 3,5 \text{ М}$) то согласно данным рис. 5 применение КА сегментно-конического типа с $K_{\max} = 0,34$ невозможно при $P_x > 600 \div 650 \text{ кг/м}^2$. При использовании КА, располагающего максимальным аэродинамическим качеством $K_{\max} = 1,5$ (КА типа «несущий корпус»), область допустимых нагрузок на лобовую поверхность P_x увеличивается до $1000 \div 1050 \text{ кг/м}^2$, и, наконец, аппараты самолетных форм допускают увеличение P_x до $2000 \div 2100 \text{ кг/м}^2$. Следует отметить, что до дозвуковых скоростей полета ($V_k < 200 \text{ м/сек}$) даже при средних значениях $P_x \sim 300 \div 350 \text{ кг/м}^2$ с использованием оптимальных программ управления можно затормозить только космические аппараты самолетных форм.

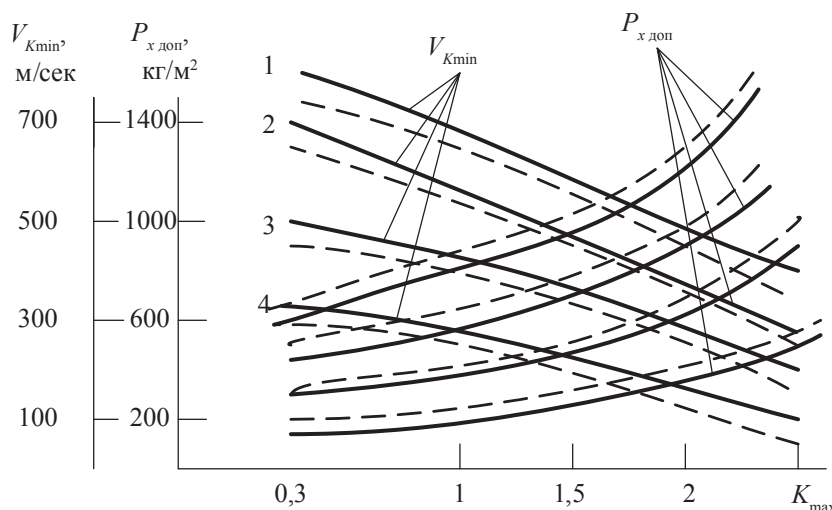


Рис. 5. Зависимости минимальной конечной скорости V_{kmin} и допустимой нагрузки на лобовую поверхность $P_{x доп}$ от максимального аэродинамического качества при оптимальном управлении с использованием угла крена (сплошная линия) и при двухпараметрическом управлении (штриховая линия): 1 – $P_x = 800$ кг/м², 2 – $P_x = 600$ кг/м², 3 – $P_x = 400$ кг/м², 4 – $P_x = 200$ кг/м²

Fig. 5. Dependence V_{kmin} minimum ultimate load capacity and speed on the frontal surface of $P_{x доп}$ maximum aerodynamic efficiency at optimal control using the roll angle (solid line) and two-parameter control (dashed line): 1 – $P_x = 800$ кг/м², 2 – $P_x = 600$ кг/м², 3 – $P_x = 400$ кг/м², 4 – $P_x = 200$ кг/м²

Минимизация максимальных значений температур и перегрузок на траекториях минимальной конечной скорости

Следствием свойства неединственности оптимальных траекторий, содержащих изоучастки полета, является возможность, не увеличивая значения конечной скорости V_{kmin} , минимизировать максимальные температуры и перегрузки, действующие на спускаемый аппарат. При этом до выхода на изоучастки минимизируются значения T_{max} и n_{max} , а на заключительном этапе полета в соответствии с установленными ранее законами оптимального управления минимизируется конечная скорость. Анализ результатов решения вариационных задач минимизации T_{max} показал, что программа оптимального управления КА заключается в следующем: угол крена принимает нулевое значение, а угол атаки несколько увеличивается от значения, обеспечивающего максимальное аэродинамическое качество до некоторой величины α_{max} . Причем, интенсивность изменения угла атаки возрастает по мере увеличения интенсивности роста температуры.

Использование двухпараметрического оптимального управления КА позволяет снизить максимальную температуру ~ на 2–3° К

по сравнению с однопараметрическим. После достижения максимальной температуры $\min T_{max}$ углы α и γ определяются из условия движения КА по изотермическому участку: такой режим полета предотвращает возможные увеличения температуры сверх значения $\min T_{max}$.

Показано, что в процессе полета по изотермическому участку перегрузка, действующая на КА, продолжает возрастать и может достигнуть критических величин. Для снижения темпов роста перегрузки используется более ранний сход КА с изоучастка путем переключения угла крена на значение, обеспечивающее максимальное эффективное аэродинамическое качество. При переключении управляющих углов в оптимальные моменты времени максимальная перегрузка снижается ~ до 2–3-х единиц.

Другим способом снижения значений n_{max} является уменьшение аэродинамического качества КА на этапе интенсивного возрастания перегрузок. Это достигается, в основном, за счет снижения боковой составляющей полной перегрузки, действующей на КА в процессе спуска в атмосфере.

Следует отметить, что в процессе полета по изовысотному, изотермическому

и изоперегрузочному участкам существует принципиальная возможность управления боковой дальностью полета спускаемого аппарата. Движение КА по этим участкам достигается путем реализации программы управления эффективным аэродинамическим качеством

$$K_{эф} = C_y(\alpha) / C_x(\alpha) \cos \gamma$$

Как видно, одни и те же значения $K_{эф}$ могут быть получены путем выбора различных углов α и γ . Это дает возможность найти управляющие углы, обеспечивающие требуемую величину $K_{эф}$ при минимально возможном значении « $\cos \gamma$ », т. е. при максимальной величине « $\sin \gamma$ », что позволяет в процессе полета КА по изотермическому участку осуществлять боковые маневры. Причем, выбором знака « $\sin \gamma$ » определяется направление маневра.

Проведенные расчеты показывают, что в зависимости от величины K_{max} на изоперегрузочных участках может быть обеспечена боковая дальность полета от ~100 км при $K_{max} = 0,34$ до ~500 км при $K_{max} = 2,4$.

Заключение

Представленные результаты позволяют сделать следующие основные выводы.

На основе разработанных методов и алгоритмов оптимального управления спускаемыми аппаратами решены задачи минимизации конечной скорости, снижения максимальных значений температур и перегрузок, действующих на КА в процессе движения на участке аэродинамического торможения.

Установлено снижение минимальной конечной скорости КА на 10–15 % при использовании двухпараметрического управления углами крена и атаки по сравнению с однопараметрическим управлением углом крена. Показано отсутствие эффективности двухпараметрического управления при минимизации максимальных значений температур и перегрузок. В связи с этим, учитывая сложности практической реализации управления углом атаки при полете КА в атмосфере, предпочтение следует отдать однопараметрическому управлению углом крена.

Результаты решения задач оптимального управления позволили определить рациональные значения проектно-баллистических характеристик рассматриваемых типов КА – аэродинамического качества и приведенной нагрузки на лобовую поверхность. Показано, что применение КА сегментно-конического типа, располагающего аэродинамическим качеством K_{max} до 0,34, становится нерациональным при возрастании нагрузки на лобовую поверхность (и соответственно массы доставляемых на поверхность полезных грузов) свыше 600 кг/м². Использование КА самолетных форм со значениями K_{max} более 2–2,4 расширяет в несколько раз диапазон допустимых значений P_x . При снижении в атмосфере Марса принципиально возможно гашение скорости до дозвуковых значений с использованием аэродинамического торможения, но для этого необходимо применять КА самолетных форм с достаточно малыми нагрузками на лобовую поверхность ($P_x < 300 \div 350$ кг/м²).

Полученные результаты имеют практическую значимость и могут быть использованы при проведении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, в том числе в рамках международного сотрудничества (например по программам «Ехо Mars», «Марс-Сервейер», «Марс-Грунт» и др.).

Библиографический список

1. Иванов, Н.М. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса / Н.М. Иванов, А.И. Мартынов. – М.: Наука, 1977. – 416 с.
2. Елкин, К.С. Расчет входа в атмосферу Марса десантного модуля проекта ЭкзоМарс / К.С. Елкин, В.Н. Куцев, А.С. Манько, В.М. Михайлов // Вестник МАИ. – № 4. – 2014. – С. 79–86.
3. Соколов, Н.Л. Проектно-баллистические исследования проблемы спуска космических аппаратов в атмосфере Марса / Н.Л. Соколов, Д.А. Орлов // Вестник МАИ. – № 1. – 2016.
4. Андриевский, В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю / В.В. Андриевский. – М.: Машиностроение. – 1970. – 235 с.
5. Казаковцев, В.П. Коррекция траектории перехода космического аппарата на круговую орбиту спутника при использовании торможения в атмосфере в условиях неопределенности ее параметров / В.П. Казаковцев В.П., В.В. Корянов, Зо Мин Тун // Вестник МГТУ им. М.Э. Баумана Серия «Машиностроение». – № 5. – 2015. – С. 38–46.
6. Мороз, В.И. Физика планеты Марс. / В.И. Мороз. – М.: Наука. – 1978.

7. Баринова, Е.В. Исследование переходных режимов движения по углу атаки спускаемого аппарата с тригармонической характеристикой восстанавливающего момента при входе в атмосферу / Е.В. Баринова, И.А. Тимбай // Космические исследования. – № 3. – 2015. – Т. 53. – С. 263–272.
8. Аношин, Ю.М. Управление траекторией космического аппарата с малым аэродинамическим качеством при спуске в атмосфере / Ю.М. Аношин, А.В. Бобылев, В.А. Ярошевский // Ученые записки ЦАГИ. – № 5. – 2012. – С. 79–92.
9. Бебяков, А.А. Оптимальное управление углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на этапе разгона-набора высоты в атмосфере / А.А. Бебяков // Вестник СГАУ. – № 1. – 2013. – С. 26–38.
10. Понтрягин, Л.С. Математическая теория оптимальных процессов. / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.С. Гамкрелидзе и др. – М.: Наука. 1969. – 392 с.
11. Соколов, Н.Л. Аналитический метод исследования оптимального управления КА при движении в атмосфере. / Н.Л. Соколов // Вестник МГУЛ – Лесной вестник. – 2015. – № 3. – Т. 19. – С. 37–44.

OPTIMAL CONTROL OF SPACECRAFT DURING DESCENT IN THE MARTIAN ATMOSPHERE

Sokolov L.S., Senior Researcher MCC TsNIImash, Ph.D. (Tech.)⁽¹⁾; Orlov A.O., MCC TsNIImash⁽¹⁾

sokolov@mcc.rsa.ru, hause_of_god@bk.ru

⁽¹⁾ Central Research Institute for Engineering Technology, 4 Pionerskaya Street, Korolev, Moscow Region, 141070, Russia Тел.: 8 (495) 513 51 05, 8 (495) 513 52 90

The research problems of optimal control of the spacecraft during descent in the Martian atmosphere. Solved variational problem of minimizing the ultimate spacecraft speed, minimizing the maximum temperature and minimum congestion on the trajectories of a finite speed. The necessary conditions have used for the optimality of the Pontryagin maximum principle. The results obtained allowed to develop recommendations on the choice of design and ballistic characteristics of the spacecraft. It was found a reduction in the minimum final speed by using two-parameter control and roll angles of attack compared with one-parameter control the angle of heel. The absence of the two-parameter control efficiency while minimizing the maximum temperatures and overloads. In this regard, given the complexity of the practical implementation of the control angle of attack when the spacecraft flight in the atmosphere, preference should be given one-parameter control of roll angle.

Keywords: spacecraft, optimal control, aerodynamic shape to minimize the final velocity, minimizing the maximum temperature, design and ballistic characteristics.

References

1. Ivanov N. M., Martynov A. I. *Upravlenie dvizheniem kosmicheskogo apparata v atmosfere Marsa* [Optimal Control of spacecraft during descent in the Martian atmosphere]. Moscow: Nauka, 1977. 416 p.
2. Elkin K. S., Kushchev V. N., Man'ko A. S., Mikhailov V. M. *Raschet vkhoda v atmosferu Marsa desantnogo modulya proekta EkzoMars* [Calculation of input into the atmosphere of Mars landing module exomars project]. Vestnik MAI. № 4. 2014. pp. 79-86.
3. Sokolov N.L., Orlov D.A., *Proektno-ballisticheskie issledovaniya problemy spуска kosmicheskikh apparatov v atmosfere Marsa* [Project-ballistic researches of the descent of spacecraft into the atmosphere of Mars]. Vestnik MAI. № 1. 2016.
4. Andrievskii V.V. *Dinamika spуска kosmicheskikh apparatov na Zemlyu* [The dynamics of the descent of spacecraft to Earth]. Moscow: Mashinostroenie. 1970. 235 p.
5. Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Zo Min Tun. *Korreksiya traektorii perekhoda kosmicheskogo apparata na krugovuyu orbitu sputnika pri ispol'zovanii tormozheniya v atmosfere v usloviyakh neopredelennosti ee parametrov* [Correction of the trajectory of the spacecraft move n a circular orbit of the satellite by using the braking in the atmosphere in conditions of uncertainty of its parameters]. Vestnik MGTU im. M.E. Bauman. Vol. «Mashinostroenie». № 5. 2015. pp. 38-46.
6. Moroz V.I. *Fizika planety Mars* [The physics of the planet Mars]. Moscow: Nauka. 1978. 351 p.
7. Barinova E. V., Timbai I. A. *Issledovanie perekhodnykh rezhimov dvizheniya po uglu ataki spускаемого apparata s trigarmonicheskoi kharakteristikoi vosstanavlivayushchego momenta pri vkhode v atmosferu* [Investigation of transient modes of movement the angle of attack with the lander trigarmonicheskoy characteristic of the restoring moment during reentry]. Kosmicheskie issledovaniya. № 3. 2015. T. 53. pp. 263-272.
8. Anoshin Yu.M., Bobylev A.V., Yaroshevskii V.A. *Upravlenie traektoriei kosmicheskogo apparata s malym aerodinamicheskim kachestvom pri spuske v atmosfere* [spacecraft trajectory control with small aerodynamic control during the descent in the atmosphere]. Uchenye zapiski TsAGI. № 5. 2012. pp. 79-92.
9. Bebyakov A.A. *Optimal'noe upravlenie uglom ataki giperzvukovogo letatel'nogo apparata na etape razgona-nabора vysoty v atmosfere* [Optimum control of the angle of attack of a hypersonic aircraft in the acceleration stage, the climb in the atmosphere]. Vestnik SGAU. N. 1. 2013. pp. 26-38.
10. Pontryagin L.S., Boltyanskii V.G., Gamkrelidze R.S., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [The mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka. 1969. 392 p.
11. Sokolov N.L. *Analiticheskii metod issledovaniya optimal'nogo upravleniya KA pri dvizhenii v atmosfere* [analytical research method of spacecraft optimal control during the movements in the atmosphere]. Moscow state forest university bulletin – Lesnoy vestnik. 2015. № 3. T. 19. pp. 37-44.